

# PATENT ABSTRACTS OF JAPAN

(11)Publication number : 64-041498

(43)Date of publication of application : 13.02.1989

(51)Int.Cl.

B64C 13/42  
F15B 20/00

(21)Application number : 62-197534

(71)Applicant : TEIJIN SEIKI CO LTD

(22)Date of filing : 07.08.1987

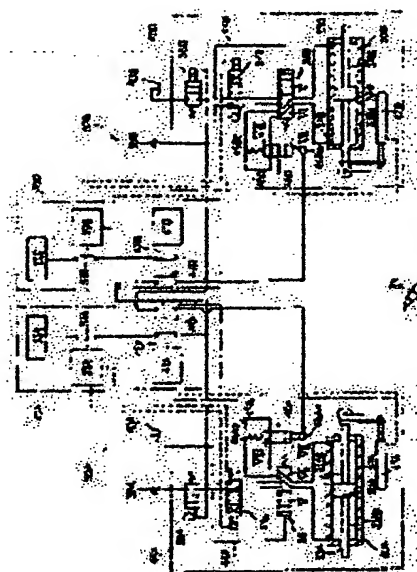
(72)Inventor : AKAHO HIDENOBU

## (54) CONTROL DEVICE FOR STEERING SURFACE

### (57)Abstract:

**PURPOSE:** To prevent vibration of a steering surface without a mass balance weight or a damper by throttling flow of operating oil of all by-pass circuits when all of plural servo mechanisms get out of order.

**CONSTITUTION:** When a servo mechanism 50A, for example, gets out of order, a control valve 46A is switched to a switch position VII to release a flow of operating oil of a by-pass circuit 45A to the full-open state, and the control for a steering surface 34 by the servo mechanism 50A is released. On the other hand, when both of a pair of servo mechanisms 50A, 50B get out of order, a signal from a pair of electric control circuits 49A, 49B to the control valves 46A, 46B are interrupted so that both of the control valves 46A, 46B are switched to a switch position VIII to throttle a flow of operating oil in the by-pass circuits 45A, 45B. As a result, a damper effect for regulating the free motion of the steering surface 34 is produced so as to automatically prevent vibration of the steering surface 34 without a mass balance weight or a damper. Thus, a flutter phenomenon of a wing can be prevented.



## LEGAL STATUS

[Date of request for examination]

[Date of sending the examiner's decision of rejection]

[Kind of final disposal of application other than the examiner's decision of rejection or application converted registration]

[Date of final disposal for application]

[Patent number]

[Date of registration]

[Number of appeal against examiner's decision of rejection]

[Date of requesting appeal against examiner's  
decision of rejection]

[Date of extinction of right]

Copyright (C); 1998,2003 Japan Patent Office

## ⑫ 公開特許公報(A)

昭64-41498

⑤Int. Cl.<sup>4</sup>

識別記号

庁内整理番号

⑬公開 昭和64年(1989)2月13日

B 64 C 13/42  
F 15 B 20/007615-3D  
Z-8512-3H

審査請求 未請求 発明の数 1 (全11頁)

⑭発明の名称 舵面の制御装置

⑯特 願 昭62-197534

⑰出 願 昭62(1987)8月7日

⑱発 明 者 赤 穂 秀 信 岐阜県大垣市荒尾町1707-65  
⑲出 願 人 帝人製機株式会社 大阪府大阪市西区江戸堀1丁目9番1号  
⑳代 理 人 弁理士 有我 軍一郎

## 明 細 書

## 1. 発明の名称

舵面の制御装置

## 2. 特許請求の範囲

シリンダおよびシリンダに摺動自在に嵌挿され、シリンダ内を一對のシリンダ室に画成するピストンを有するとともに、ピストンを介して舵面に連結され、舵面を駆動するアクチュエータと、油圧源の作動油を受けてアクチュエータに供給し、入力信号に基づき作動油を一對のシリンダ室のうちいずれか一方に供給してアクチュエータの駆動方向を切り換えるとともに、作動油の供給を遮断してアクチュエータの駆動を停止させ、舵面を制御するサーボ弁と、油圧源およびサーボ弁の間に介装され、信号が入力されると油圧源からサーボ弁に作動油を供給し、信号が遮断されると作動油の供給を停止する開閉弁と、サーボ弁およびアクチュエータの間に介装され、開閉弁のパイロット圧力を受けて作動し、開閉弁の作動油の供給時には

サーボ弁の作動油をアクチュエータに供給するとともに、開閉弁の作動油の停止時にはバイパス回路を通して一對のシリンダ室を連通し、該シリンダ室内の作動油をバイパスさせて舵面の制御を解除するバイパス弁と、バイパス弁のバイパス回路に設けられ、信号が入力されたときにバイパス回路を通過する作動油の流れを開放し、信号が遮断されたときに作動油の流れを絞る制御弁と、アクチュエータに係合し、アクチュエータの駆動変位を検出して信号を出力する変位検出器と、開閉弁およびサーボ弁にそれぞれ信号を出力し、開閉弁、サーボ弁およびバイパス弁を通してアクチュエータに作動油を供給してアクチュエータを駆動し、変位検出器の信号を受けてアクチュエータを所定位置に停止させる制御回路と、を備え、同一の舵面を同一に制御する複数のサーボ機構からなり、これら複数のサーボ機構のうちいずれか一つが故障したときに、該サーボ機構において、制御回路から開閉弁への信号を遮断して作動油の供給を停止するとともに制御弁に信号を出力し、バイパス

回路の作動油の流れを開放して舵面の制御を解除し、複数のサーボ機構のいずれかが故障したときには、すべてのサーボ機構において、制御回路から制御弁への信号を遮断してバイパス回路の作動油の流れを絞り、舵面の自由な動きを規制することを特徴とする舵面の制御装置。

### 3. 発明の詳細な説明

#### (産業上の利用分野)

本発明は、舵面の制御装置に関し、詳しくは航空機の操縦舵面の駆動、制御に使用され、一舵面に複数の電気、油圧式サーボ機構が装着される制御装置に関する。

#### (従来の技術)

近時、航空機の航行安全を確保するために、フライ・バイ・ワイヤ方式による操縦系統の故障率あるいは油圧系統の故障率を無視することができなくなり、このため、これらの系統を多重化して舵面操縦の信頼性を向上するものが一般に採用されている。特に、油圧サーボ機構を多重化したものとしては、第5図に示すようなものが知られて

いる。第5図において、舵面1にはA、B2系統のアクチュエータ2A、2Bが並列に装着され、操縦室あるいはフライコンピュータ3の指令に基づき制御回路4A、4Bならびにアクチュエータ2A、2Bが作動し、油圧源5A、5Bから作動油を受けて舵面1の同一駆動、制御を行う。そして、これらの油圧サーボ機構のうちいずれか一方、例えばA系統が故障した場合には、A系統のアクチュエータ2Aが単独で暴走したりしてB系統のアクチュエータ2Bの運転を阻害し、舵面1の正常な制御が確保できなくなる可能性がある。このため、A、B両系統共に独立した故障検出制御回路6A、6Bを設けて適当な電気信号により故障した系統のアクチュエータを油圧回路上バイパス状態にして正常なアクチュエータの運転に支障を与えないようにフェイル・バックとすることが行われている。

このように多重化された従来の舵面の制御装置としては、第6図に示す単一のサーボ機構を複数系列組合わせたものがある。

第6図において、10はアクチュエータであり、シリンダ11およびシリンダ11に摺動自在に嵌挿され、ロッド12を介して図外の舵面1に連結されるピストン13を備えている。アクチュエータ10のシリンダ11はピストン13によって一対のシリンダ室11a、11bに画成されており、シリンダ室11aあるいは11bには油圧源14の作動油が、油圧源14とアクチュエータ10の間に順次に配設された開閉弁15、サーボ弁16およびバイパス弁17を通して供給され、ピストン13がシリンダ11内を往復動あるいは停止してアクチュエータ10は舵面1を駆動、制御する。18はアクチュエータ制御回路であり、前述の操縦室あるいはフライコンピュータ3からの指令信号およびアクチュエータ10のロッド12に係合してピストン13の変位を検出するトランスデューサ19の信号を受けてサーボ弁16に信号を出力し、サーボ弁16を作動させる。一方、20は故障検出制御回路であり、装置の故障を検出して開閉弁15に信号を出力し、開閉弁15を切換位置Xに切り換えて油圧源14の作動油を遮断する。したがって、正

常時には開閉弁15は切換位置Xに切り換えられており、油圧源14の作動油をサーボ弁16に供給する。同時に、開閉弁15の作動油の供給圧力がパイロット油圧回路21を介してバイパス弁17に導入され、バイパス弁17に設けられたスプリング17aの付勢力に抗してバイパス弁17は切換位置XⅠに切り換えられている。アクチュエータ制御回路18の信号を受けてサーボ弁16は切換位置XⅢ、NおよびXⅣにそれぞれ切り換えられ、サーボ弁16が切換位置XⅣに切り換えられたときには、開閉弁15を通して供給される油圧源14の作動油がバイパス弁17を介してアクチュエータ10のシリンダ室11aに供給され、ピストン13が図中右方向に駆動される。そして、シリンダ室11bの作動油がバイパス弁17およびサーボ弁16を通してオイルタンク22に排出される。同様に、サーボ弁16が切換位置XⅢに切り換えられると、作動油がシリンダ室11bに供給されてピストン13が図中左方向に駆動され、シリンダ室11aの作動油がオイルタンク22に排出される。さらに、トランスデューサ19がピストン13の

変位を検出してピストン13が所定位置まで駆動されたときには、アクチュエータ制御回路18からサーボ弁16への信号が遮断されてサーボ弁16は中立位置Nに切り換えられる。そして、アクチュエータ10への作動油の供給が遮断されてピストン13は所定位置に停止する。これにより、舵面1が操縦室あるいはフライトコンピュータ3の指令に基づいて制御されたことになる。

サーボ機構の故障時には、前述のように故障検出制御回路20が故障を検出して開閉弁15への信号を遮断し、開閉弁15は切換位置Xに切り換えられて作動油の供給を遮断する。これに伴って、バイパス弁17は切換位置XⅡに切り換えられ、アクチュエータ10のシリンダ室11aおよび11bはバイパス弁17を介して連通され、アクチュエータ10は油圧回路バイパスの状態になる。このため、上述のサーボ機構と並行して舵面1に連結された他のサーボ機構の正常な運転に支障を与えることはない。また、サーボ機構の故障以外に油圧源14系統に異状が生じて油圧源14の供給圧力が異常に低下

したときにも、スプリング17aの付勢力により自動的にバイパス弁17が切換位置XⅡに切り換えられてアクチュエータ10はバイパスの状態となり、同様に他の正常なサーボ機構の運転に支障を与えることはない。

一方、総てのサーボ機構が故障した場合、例えば第5図においてA、B2系統が共に故障してアクチュエータ2A、2Bがバイパス状態になった場合には、舵面1の剛性が低下して空力的に舵面1の振動に伴う翼フラッタを引き起こすことがある。このため、一般に舵面1にはマス・バランスウエイト7あるいはダンパー8が装着されており、舵面1の振動を抑制して翼のフラッタ現象を防止している。

(発明が解決しようとする問題点)

しかしながら、このような従来の舵面の制御装置においては、複数のサーボ機構のうちいずれかが故障した場合、あるいは油圧源の供給圧力が異常に低下した場合には、故障したサーボ機構のアクチュエータをバイパス状態として他のサーボ機

構から分離するとともに、すべてのサーボ機構が故障するかあるいは供給圧力が低下すると、すべてのアクチュエータがバイパス状態となるので、舵面には、舵面の剛性を大きくしてフラッタ現象を防止するために、マス・バランス・ウエイトあるいはダンパーが設けられていた。このため、航空機の機体重量が増加し、さらに、正常作動時に舵面の抵抗が大きくなって舵面制御の機械効率が悪化するという問題点があった。

(発明の目的)

そこで本発明は、複数のサーボ機構のバイパス弁に設けられたバイパス回路にそれぞれ制御弁を設け、サーボ機構のいずれか1つが故障したときには、故障したサーボ機構におけるバイパス回路の作動油の流れを開放し、サーボ機構のいずれもが故障したときには、すべてのバイパス回路の作動油の流れを絞ることにより、マス・バランス・ウエイトあるいはダンパーなしで舵面のフラッタ現象を防止して、航空機の機体重量の軽減、併せて舵面制御の機械効率の向上を図ることを目的として

いる。

(問題点を解決するための手段)

本発明による舵面の制御装置は上記目的達成のため、シリンダおよびシリンダに摺動自在に嵌挿され、シリンダ内を一对のシリンダ室に画成するピストンを有するとともに、ピストンを介して舵面に連結され、舵面を駆動するアクチュエータと、油圧源の作動油を受けてアクチュエータに供給し、入力信号に基づき作動油を一对のシリンダ室のうちいずれか一方に供給してアクチュエータの駆動方向を切り換えるとともに、作動油の供給を遮断してアクチュエータの駆動を停止させ、舵面を制御するサーボ弁と、油圧源およびサーボ弁の間に介装され、信号が入力されると油圧源からサーボ弁に作動油を供給し、信号が遮断されると作動油の供給を停止する開閉弁と、サーボ弁およびアクチュエータの間に介装され、開閉弁のピロット圧力を受けて作動し、開閉弁の作動油の供給時にはサーボ弁の作動油をアクチュエータに供給するとともに、開閉弁の作動油の停止時にはバイパス

回路を通して一対のシリンダ室を連通し、該シリンダ室内の作動油をバイパスさせて舵面の制御を解除するバイパス弁と、バイパス弁のバイパス回路に設けられ、信号が入力されたときにバイパス回路を通過する作動油の流れを開放し、信号が遮断されたときに作動油の流れを絞る制御弁と、アクチュエータに係合し、アクチュエータの駆動変位を検出して信号を出力する変位検出器と、開閉弁およびサーボ弁にそれぞれ信号を出力し、開閉弁、サーボ弁およびバイパス弁を通してアクチュエータに作動油を供給してアクチュエータを駆動し、変位検出器の信号を受けてアクチュエータを所定位置に停止させる制御回路と、を備え、同一の舵面を同一に制御する複数のサーボ機構からなり、これら複数のサーボ機構のうちいずれかが故障したときに、該サーボ機構において、制御回路から開閉弁への信号を遮断して作動油の供給を停止するとともに制御弁に信号を出力し、バイパス回路の作動油の流れを開放して舵面の制御を解除し、複数のサーボ機構のいずれかが故障した

ときには、すべてのサーボ機構において、制御回路から制御弁への信号を遮断してバイパス回路の作動油の流れを絞り、舵面の自由な動きを規制するようにしている。

#### (作用)

本発明では、複数のサーボ機構のバイパス弁に設けられたバイパス回路にそれぞれ制御弁が設けられ、サーボ機構のいずれか1つが故障したときには、故障したサーボ機構におけるバイパス回路の作動油の流れが開放され、サーボ機構のいずれかが故障したときには、すべてのバイパス回路の作動油の流れが絞られる。そして、マスマランスウエイトあるいはダンパーなしで舵面の振動を抑制して翼のフラッタ現象が防止されるので、航空機の機体重量が軽減される。さらに、通常作動でのダンパー効果あるいは慣性質量(マス)が取除かれるので、舵面制御の機械効率が向上する。

#### (実施例)

以下、本発明を図面に基づいて説明する。

まず、構成を説明する。第1～2図は本発明の

第1実施例を示す図である。なお、第1図は舵面の制御装置のうち単一のサーボ機構の構成を示す図であり、第2図は複数のサーボ機構、本実施例においては一対のサーボ機構から構成される舵面の制御装置を示す図である。

第1図において、30はアクチュエータであり、アクチュエータ30はシリンダ31およびシリンダ31に摺動自在に嵌挿されたピストン32を有する。ピストン32は、シリンダ31内を一対のシリンダ室31a、31bに画成するとともに、ピストン32に装着されたロッド33を介して航空機の舵面34に連結される。そして、シリンダ室31aあるいは31bには油圧源35の作動油が、油圧源35とアクチュエータ30の間に順次に配設された開閉弁36、サーボ弁37およびバイパス弁38を通して供給され、ピストン32がシリンダ31内で往復動あるいは停止してアクチュエータ30は舵面34を駆動する。サーボ弁37は開閉弁36を介して油圧源35の作動油を受け、バイパス弁38を介してアクチュエータ30に供給する。そして、サーボ弁37は図外の操縦室あるいは図外

のフライトコンピュータの指令に基づく第2図に示すアクチュエータ制御回路39Aの信号を受けて作動油をアクチュエータ30の一対のシリンダ室31a、31bのうちいずれか一方に供給し、アクチュエータ30の駆動方向を切り換えるとともに、作動油の供給を遮断してアクチュエータ30の駆動を停止させる。すなわち、アクチュエータ制御回路39Aの信号に基づきサーボ弁37が切換位置Ⅰに切り換えられると、開閉弁36を通して供給される作動油がバイパス弁38を介してアクチュエータ30のシリンダ室31bに供給され、ピストン32が図中左方向に駆動される。そして、シリンダ室31aの作動油がバイパス弁38およびサーボ弁37を通してオイルタンク40に排出される。同様に、サーボ弁37が切換位置Ⅱに切り換えられると、作動油がシリンダ室31aに供給されてピストン32が図中右方向に駆動され、シリンダ室31bの作動油がオイルタンク40に排出される。さらに、サーボ弁37が中立位置Nに切り換えられると、作動油の供給が遮断されてピストン32が停止する。その結果、アクチュ

エータ制御回路39Aの信号によってアクチュエータ30は舵面34を駆動、停止し、舵面34は操縦室あるいはフライトコンピュータの指令に基づき制御される。

開閉弁36は油圧源35とサーボ弁37の間に介装され、開閉弁36に設けられたソレノイド36aが第2図に示す故障検出制御回路41Aに設けられたスイッチ42Aを介して電源43Aに接続されている。そして、故障検出制御回路41Aがスイッチ42Aを閉じたとき、すなわち、開閉弁36に信号が入力されたときには、開閉弁36は切換位置Ⅲに切り換えられて油圧源35からサーボ弁37に作動油を供給し、故障検出制御回路41Aがスイッチ42Aを開いたとき、すなわち開閉弁36への信号が遮断されたときには、開閉弁36は切換位置Ⅳに切り換えられてサーボ弁37への作動油の供給を停止する。バイパス弁38はサーボ弁37とアクチュエータ30の間に介装され、パイロット油圧回路44を介して開閉弁36のパイロット圧力を受け、作動する。すなわち、開閉弁36が油圧源35の作動油をサーボ弁37に供給し

ているときには、開閉弁36のパイロット圧力を受け、スプリング38aの付勢力に抗してバイパス弁38が切換位置Ⅴに切り換えられ、サーボ弁37の作動油をアクチュエータ30に供給する。また、開閉弁36が切換位置Ⅳに切り換えられて作動油の供給が停止されたときには、バイパス弁38はスプリング38aの付勢力によって切換位置Ⅵに切り換えられ、バイパス弁38に接続されたバイパス回路45を通してアクチュエータ30の一对のシリンダ室31a、31bを連通する。そして、これらシリンダ室31aおよび31b内の作動油がバイパスされるので、ピストン32に連結される舵面34の動きは自由になり、バイパス弁38は舵面34の制御を解除する。

一方、46はバイパス弁38のバイパス回路45に接続された制御弁であり、制御弁46に設けられたソレノイド46aが、第2図に示す故障検出制御回路41Aに設けられ、スイッチ42Aと連動するスイッチ47A、アクチュエータ制御回路41Bに設けられたスイッチ42Bおよびアクチュエータ制御回路39Bに設けられたメインスイッチ51Bを介して電源

43Bに接続されている。そして、故障検出制御回路41Aがスイッチ47Aを閉じたとき、すなわち、制御弁46に信号が入力されたときに、制御弁46はスプリング46bの付勢力に抗して切換位置Ⅶに切り換えられてバイパス回路45を通過する作動油の流れを全開に開放し、故障検出制御回路41Aがスイッチ47Aを開いたとき、すなわち、制御弁46への信号が遮断されたときには、制御弁46はスプリング46bの付勢力によって切換位置Ⅶに切り換えられてバイパス回路45を通過する作動油の流れを絞るように構成されている。また、47は変位検出器であるトランスデューサであり、トランスデューサ47に出没自在に設けられたロッド47aがアーム47bを介してアクチュエータ30のロッド33に連結され、トランスデューサ47はアクチュエータ30に係合している。そして、アクチュエータ30に作動油が供給されてアクチュエータ30が駆動されるとトランスデューサ47のロッド47aがアクチュエータ30と共に移動してトランスデューサ47はアクチュエータ30の駆動変位を検出するとともに、該

変位を電気信号に変換して第2図中のアクチュエータ制御回路39Aに出力する。

第2図において、48A、48Bはそれぞれ同一の舵面34を同一に駆動、制御するA、B2系統のサーボ油圧回路であり、サーボ油圧回路48Aおよび48Bの構成はいずれも第1図において説明したものと同一であるため、A系統のサーボ油圧回路48Aの各構成要素には添字Aを、B系統のサーボ油圧回路48Bの各構成要素には添字Bを付してその説明を省略する。また、前述のアクチュエータ制御回路39A、故障検出制御回路41A、スイッチ42A、電源43Aおよびスイッチ47Aはそれぞれサーボ油圧回路48Aを制御する制御回路としての電気制御回路49Aを構成し、電気制御回路49Aに対応してサーボ油圧回路48Bを制御する制御回路としての電気制御回路49Bが設けられている。上述のサーボ油圧回路48A、48Bおよび電気制御回路49A、49Bはそれぞれ同一の舵面34を同一に制御する複数の、本実施例においては一对のサーボ機構50A、50Bを構成する。そして、電気制御回路49

は、故障検出制御回路41によって油圧源35を含めたサーボ機構50全体の故障を検出してスイッチ42を開閉し、正常時にはスイッチ42を閉じて、すなわち開閉弁36に信号を出力して油圧源35の作動油をサーボ弁37に供給する。また、電気制御回路49はアクチュエータ制御回路39によってサーボ弁37に信号を出力して開閉弁36から供給された作動油を、正常時には切換位置Vに切り換えられている(第1図参照)バイパス弁38を介してアクチュエータ30に供給、駆動し、さらにトランスデューサ47の駆動変位信号をアクチュエータ制御回路39に受けてサーボ弁37への信号を中立状態にしてアクチュエータ30を所定位置に停止させる機能を有する。なお、故障検出制御回路41に設けられたスイッチ42および47は故障検出制御回路41によって逆に作動する。すなわち、スイッチ42が開けばスイッチ47が閉じ、スイッチ42が閉じればスイッチ47が開くように構成されている。また、51Aおよび前述の51Bはそれぞれアクチュエータ制御回路39A、39Bに設けられた電源41A、41Bのメインス

イッチである。

次に、作用を説明する。

第2図において正常運転時には、操縦室あるいはフライトコンピュータの指令に基づき、A、B各系統のアクチュエータ制御回路39A、39Bがそれぞれトランスデューサ47A、47Bの信号を受けてサーボ弁37A、37Bに信号を出力し、サーボ弁37A、37Bがそれぞれアクチュエータ30A、30Bを駆動し、舵面34が一对のサーボ機構50A、50Bによって同一に駆動、制御される。このとき、故障検出制御回路41A、41Bにそれぞれ設けられたスイッチ42A、42Bは共に閉じられているので、開閉弁36A、36Bはそれぞれ油圧源35の作動油をサーボ弁37A、37Bに供給し、またバイパス弁38A、38Bはいずれもパイロット油圧回路44A、44Bを介して開閉弁36A、36Bのパイロット圧力を受けて切換位置Vに切り換えられ、サーボ弁37A、37Bの作動油をアクチュエータ30A、30Bにそれぞれ供給している。

ここで、サーボ機構50A、50Bのうちいずれか

一方、例えばA系統のサーボ機構50Aが故障したときには、故障検出制御回路41Aが故障を検出し、スイッチ42Aを開いて開閉弁36Aへの信号を遮断し、アクチュエータ30Aへの作動油の供給を停止してアクチュエータ30Aの作動を停止する。これに伴って、バイパス弁38Aが切換位置VIに切り換えられてバイパス回路45Aを介してアクチュエータ30Aの一对のシリンダ室31Aaおよび31Abが連通される。同時に、スイッチ47Aが閉じて制御弁46Aのソレノイド46Aaがスイッチ42Bを介してB系列の電源43Bに接続され、制御弁46Aが切換位置VIIに切り換えられてバイパス回路45Aの作動油の流れを全開に開放し、故障したA系統のサーボ機構50Aによる舵面34の制御が解除される。したがって、ピストン32Aは自由に動くことができるので、B系統のサーボ機構50Bによる舵面34の正常な制御に支障を与えることはない。

さらに、B系統のサーボ機構50BがA系統のサーボ機構50Aに引き続いて故障した場合、すなわち、一对のサーボ機構50Aおよび50Bのいずれも

が故障したときには、B系統の故障検出制御回路41Bがサーボ機構50Bの故障を検出してスイッチ42Bを開いて開閉弁36Bへの信号を遮断し、アクチュエータ30Bへの作動油の供給を停止してアクチュエータ30Bの駆動を停止する。同時に、スイッチ47Aおよびスイッチ42Bを介してB系統の電源43Bに接続されていたA系統の制御弁46Aのソレノイド46Aaが電源43Bから遮断されて制御弁46Aは切換位置VIIに切り換えられる。一方、A系統のサーボ機構50Aの故障に伴ってスイッチ42Aが開かれているので、スイッチ47Bおよびスイッチ42Aを介してA系統の電源43Aに接続されるB系統の制御弁46Bのソレノイド46Baが既に電源43Aから遮断されて制御弁46Bも同様に切換位置VIIに切り換えられている。したがって、すべてのサーボ機構、本実施例では一对のサーボ機構50Aおよび50Bがいずれも故障した場合には、一对の電気制御回路49A、49Bから制御弁46Aおよび46Bへの信号が遮断されて、制御弁46A、46Bはいずれも切換位置VIIに切り換えられ、それぞれのバ

バイパス回路45A、45Bの作動油の流れを絞り、その結果、舵面34の自由な動きを規制するダンパー効果を生じる。したがって、マスバランスウエイトあるいはダンパーなしで自動的に舵面34の振動を防止して翼のフラック現象を防止することができる。

このように、本実施例においては、一対のサーボ機構50A、50Bのバイパス弁38A、38Bに設けられたバイパス回路45A、45Bにそれぞれ制御弁46A、46Bを設け、いずれか一方のサーボ機構50が故障したときには、該サーボ機構50におけるバイパス回路45の作動油の流れを開放し、サーボ機構50A、50Bのいずれもが故障したときには、両方のバイパス回路45A、45Bの作動油の流れを絞っている。このため、マスバランスウエイトあるいはダンパーなしで舵面34の振動を防止して翼のフラック現象を防止することができる。その結果、航空機の機体重量を軽減し、舵面制御の機械効率を向上することができ、併せて舵面構造の簡略化による舵面設計の簡素化を図ることができる。

Bのうちいずれか一方、例えばA系統のサーボ機構50Aが故障したときでも、制御弁46Aのソレノイド46Aaは電源43Bに接続されており、制御弁46Aは切換位置Ⅶに切り換えられたままであるため、B系統のサーボ機構50Bの正常な運転に支障を与えることがない。さらに、A、B両系統のサーボ機構50A、50Bが共に故障した場合には、開閉スイッチ52A、52Bが開かれ、A、B両系統の制御弁46A、46Bがそれぞれ切換位置Ⅶに切り換えられて、舵面のフラック現象を防止する。したがって、故障検出制御回路41に接続されるスイッチング回路を前述の第1実施例よりも簡素化することができる。その他の構成および作用は第1実施例と同様であり、本実施例においても第1実施例と同様な効果が得られることは勿論である。

さらに、本発明の第3実施例について説明する。本実施例は、前述の第1、2実施例と異なり、サーボ機構50が複数系統、例えばA、B、……、Z系統設けられた場合に本発明を適用したものである。本実施例においては、各系統の制御弁46のソ

なお、本実施例においては、A系統のサーボ機構50Aが故障し、引き続きB系統のサーボ機構50Bが故障した場合について説明したが、これに限らず、B系統のサーボ機構50Bが故障し、引き続きA系統のサーボ機構50Aが故障した場合でも、A、B系統のサーボ機構50A、50Bが同時に故障した場合にも同様な効果が得られることは勿論である。

次に、本発明の第2実施例について説明する。本実施例は、前述の第1実施例と同様に舵面34にA、B系統一対のサーボ機構50A、50Bが設けられ、正常時にはサーボ機構50Aおよび50Bが共に舵面34について同一の駆動制御を行う。第3図において、52A、52Bはそれぞれ故障検出制御回路41A、41Bに設けられた開閉スイッチであり、A系統の制御弁46Aのソレノイド46Aaが開閉スイッチ52Bを介してB系統の電源43Bに接続され、またB系統の制御弁46Bのソレノイド46Baが開閉スイッチ52Aを介してA系統の電源43Aに接続されている。そして、一対のサーボ機構50A、50

レノイド46aがコア46cの周りに順次、A、B、……、Zに分割されて巻回されたソレノイド46Aa、46Ba、……、46Zaから構成されており、それぞれのソレノイド46Aa、46Ba、……、46Zaは、各サーボ機構50A、50B、……、50Zの電源43A、43B、……、43Zに各故障検出制御回路41A、41B、……、41Zに設けられた開閉スイッチ53A、53B、……、53Zを介してそれぞれ接続されている。したがって、サーボ機構50A、50B、……、50Zのうちいずれか1つ、例えばサーボ機構50Aが故障して故障検出制御回路41Aが開閉スイッチ53Aを開いても、他のソレノイド46Ba、……、46Zaによってサーボ機構50Aのソレノイド46aが励磁されて制御弁46が切換位置Ⅶに切り換えられており、他の正常なサーボ機構50B、……、50Zの運転を阻害することはない。また、サーボ機構50A、50B、……、50Zのうち故障系統が増加しても残された正常な系統によって故障した系統の制御弁46を切換位置Ⅶに切り換えているので、故障系統のサーボ機構が正常な系統のサ

ーボ機構の運転を阻害することはない。そして、サーボ機構50A、50B、……、50Zのすべてが故障した場合にはすべての制御弁46の励磁が消失するので、すべての制御弁46が切換位置Ⅶに切り換えられて、舵面34のフラッタ現象が防止される。

各サーボ機構50A、50B、……、50Zのその他の構成、作用は第1実施例と同様であり、本実施例においても第1実施例と同様な効果を得ることができる。

(効果)

本発明によれば、複数のサーボ機構のバイパス弁に設けられたバイパス回路にそれぞれ制御弁を設け、サーボ機構のいずれか1つが故障したときには、故障したサーボ機構におけるバイパス回路の作動油の流れを開放し、サーボ機構のいずれもが故障したときには、すべてのバイパス回路の作動油の流れを絞っている。このため、マスマランズウエイトあるいはダンパーなしで翼のフラッタ現象の原因となる舵面の振動を防止することができる。したがって、航空機の機体重量を軽減し、

併せて舵面制御の機械効率を向上することができる。

#### 4. 図面の簡単な説明

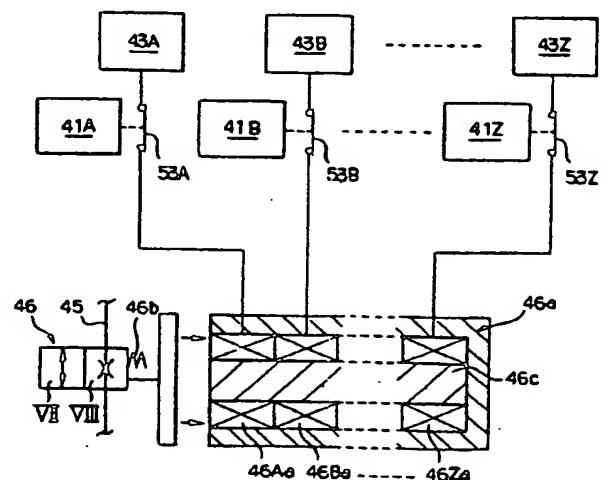
第1～2図は本発明に係る舵面の制御装置の第1実施例を示す図であり、第1図はそのサーボ機構のサーボ油圧回路図、第2図はその全体構成図、第3図は本発明に係る舵面の制御装置の第2実施例を示すその全体構成図、第4図は本発明に係る舵面の制御装置の第3実施例を示すその制御弁の構成図である。第5、6図は従来の舵面の制御装置を示す図であり、第5図はその全体構成図、第6図はそのサーボ機構の構成を示す図である。

- 30……アクチュエータ、
- 31……シリング、
- 31a、31b……一対のシリンダ室、
- 32……ピストン、
- 34……舵面、
- 35……油圧源、
- 36……開閉弁、
- 37……サーボ弁、

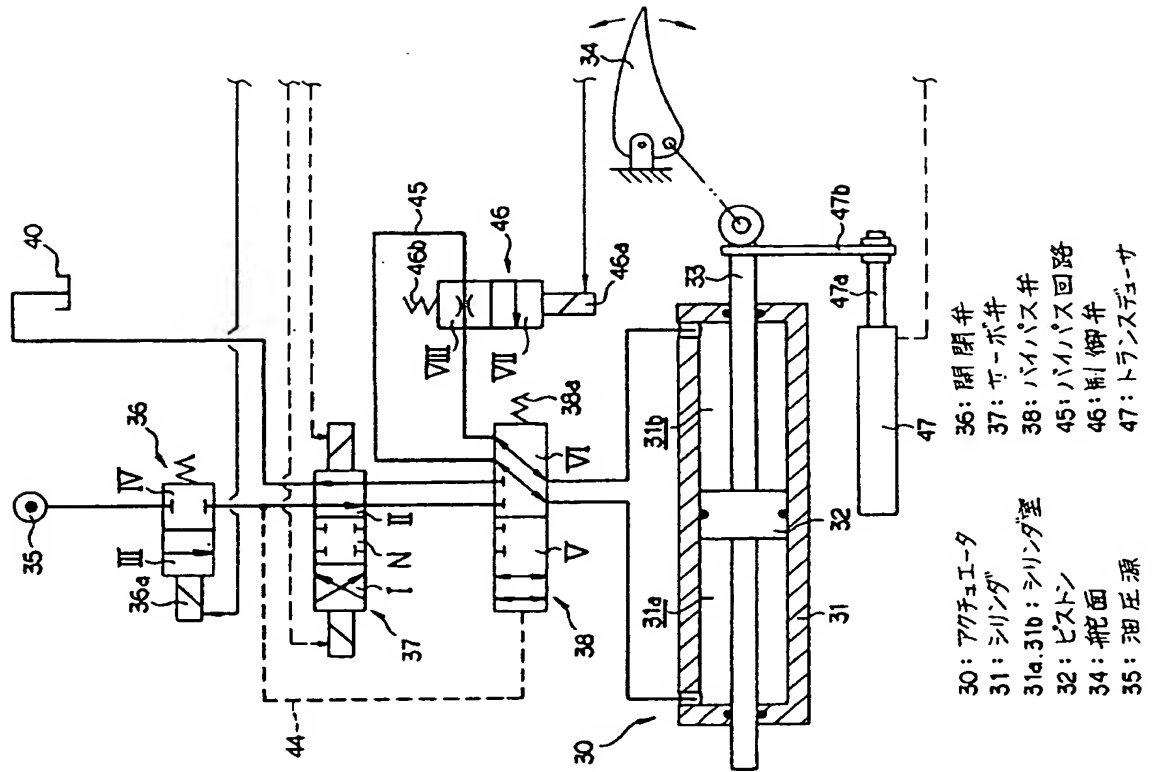
- 38……バイパス弁、
- 45……バイパス回路、
- 46……制御弁、
- 47……トランスデューサ（変位検出器）、
- 49……電気制御回路（制御回路）、
- 50……サーボ機構。

代理人 弁理士 有 我 寛 一 郎

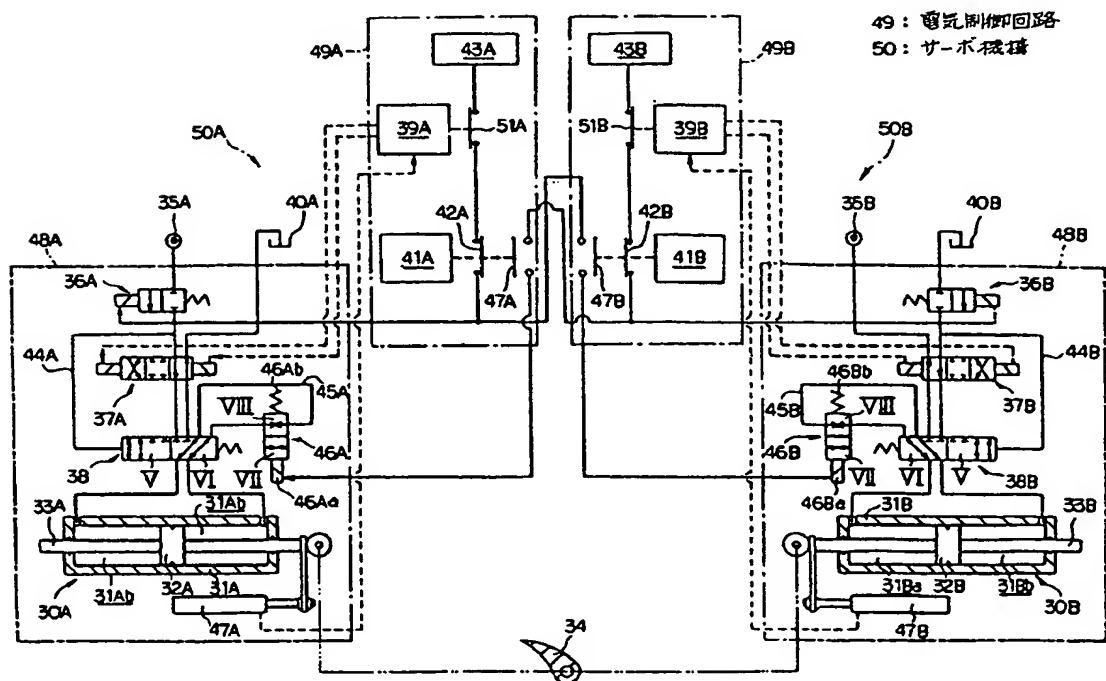
第 4 図



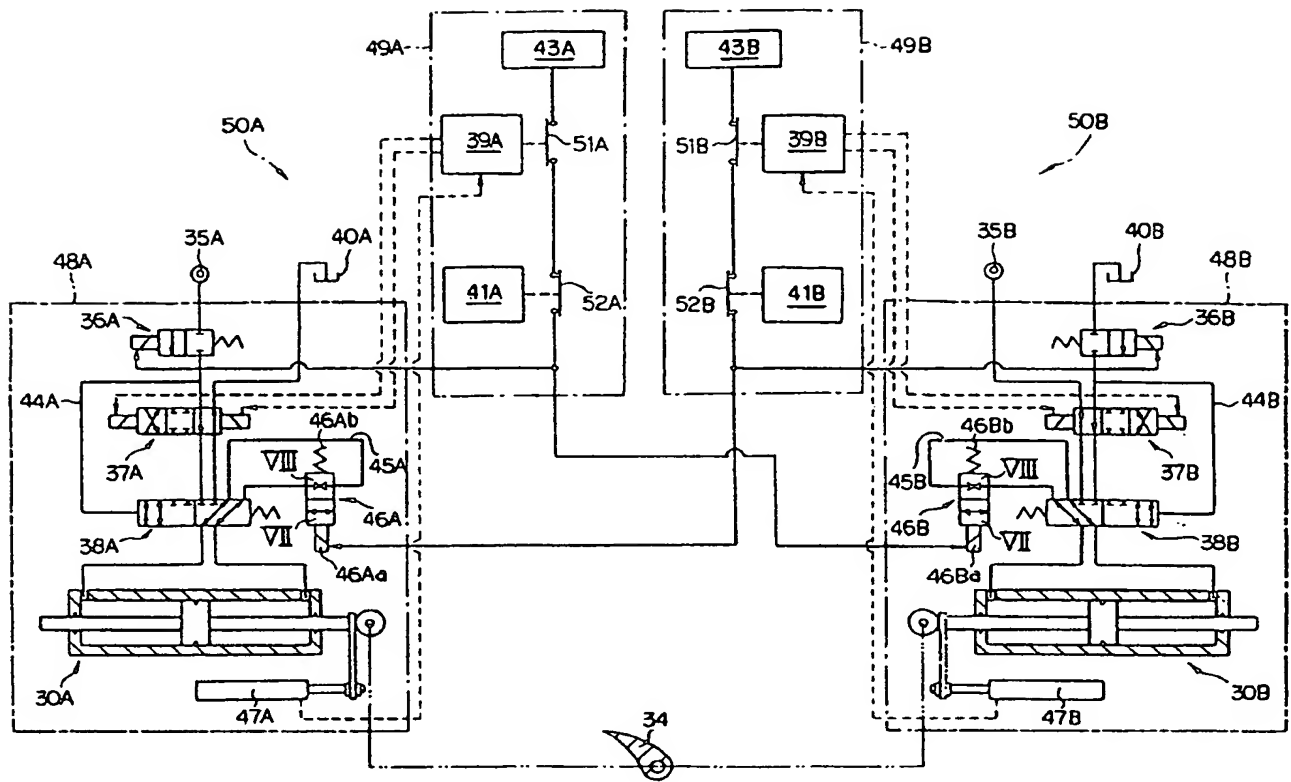
第 1 図



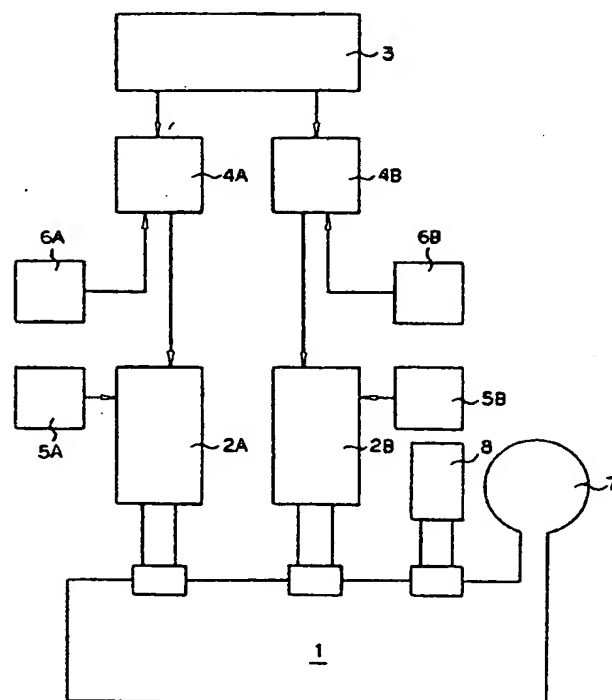
第 2 図



第 3 図



第 5 図



第 6 図

